

CO₂激光点燃固体推进剂的研究

北京航空学院 纪秋颖 李 桂 赵元修

摘 要

选用具有代表性的复合型、双基型推进剂以及金属粉组成的点火药, 在新建的CO₂激光点火试验设备上进行了推进剂点火性能试验, 获得了重复性较好的试验数据。针对复合推进剂提出一个点火模型及点火判据表示式, 计算与试验结果相吻合, 证明该模型可以用于预估复合推进剂的点火性能。试验和计算结果都表明点火热流密度对点火延迟时间影响很大, 是推进剂点火性能中非常重要的控制量

推进剂的点燃是复杂的物理化学过程。点火过程包括能量传输、相变、质量和热量扩散、化学热力学和化学动力学等过程, 而这些过程又要受到诸如推进剂特性、环境气体性质、压力、推进剂初温、氧化剂浓度、外界热流密度等因素的影响^[1]。利用激光作为能源(辐射热源)来研究推进剂点火特性具有如下优点: 1. 点火能源与试验件相互独立, 故点火环境因素易于控制和改变。2. 激光单色性好、高亮度、高聚光性、因而试件对光能的吸收易于控制。且光束模式低, 光强分布均匀, 输出功率稳定度高, 点火热流密度大小可以调整, 易于准确测定。但用CO₂激光器也会带来一定限制, 如对10.6微米波长激光红外材料的透过率问题。

一、激光点火试验

1. CO₂激光点火试验设备: 结构见图1

图1

本试验利用CO₂激光器对推进剂试件施加可控的激光能量, 能量的供给和切断是利用数字逻辑电路组成的光控系统来执行。由数码显示系统、高速摄影系统、测温系统组成的测试组合系统分别记录各次试验的能量施加时间、点火延迟时间、燃烧时间、燃烧温度、燃烧现象。环境条件控制系统可改变推进剂试件点燃前的初始压力, 初始温度和环境气体。

试验设备主要特点是: 激光输出功率大(百瓦级), 可控; 功率稳定度高; 激光器体积小, 寿命长; 光控系统准确、灵敏; 测时系统精度高(毫秒级); 调节功能多; 数据处理方便。

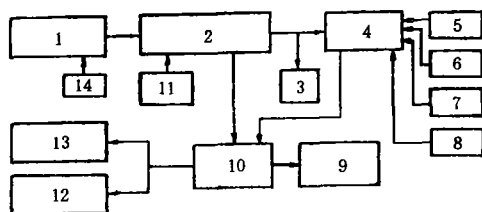


图1 试验设备系统示意图

- 1.CO₂激光能源系统 2.光路控制系统 3.功率显示系统 4.试验容器 5.温度调节系统 6.压力控制系统 7.环境气体调节系统 8.高速摄影系统 9.燃烧温度显示系统 10.放大系统 11.操作控制系统 12.计算机数据处理系统 13.数码显示系统 14.输出功率调节系统

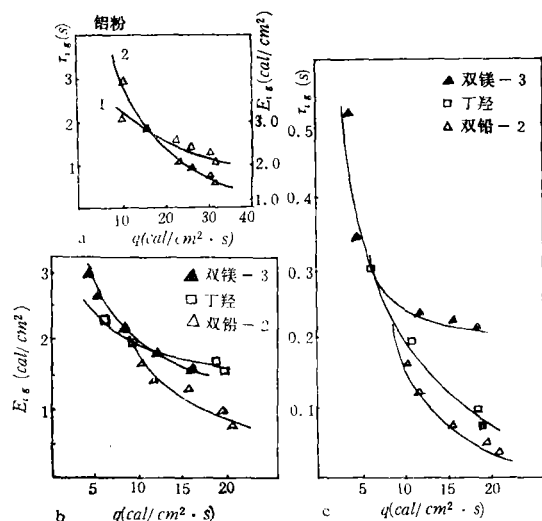


图2 点火能量和点火延迟曲线

加热时间是主要控制因素,点火热流密度增大,使推进剂表面附近的加热层温度上升率增大,加速了氧化剂、粘合剂的分解,缩短了惰性加热时间,从而使点火延迟时间缩短。当点火热流密度极小时,整个热平衡温度很低,不能使推进剂点燃,所以存在着使推进剂点燃的最小点火热流密度。试验结果还表明,热流密度较高时,进一步增大点火热流密度并不能显著地减小延迟时间。而当点火热流密度逐渐减小接近极限值时,点火延迟时间却急剧增加。这是由于点火延迟时间 τ_{ig} 是由加热时间 τ_h 和化学反应时间 τ_c 两部分组成,当点火热流密度 $\dot{q}$ 很大时, τ_{ig} 主要决定于 τ_c ,故再增加 $\dot{q}$ 也不会对 τ_{ig} 有明显影响。反之,当 $\dot{q}$ 很小时, τ_{ig} 主要决定于 τ_h ,故 $\dot{q}$ 的减小对 τ_{ig} 的影响就会很大。参考文献^[2]中提出如下公式:

$$\tau_{ig} = \tau_{CD} + A \cdot 1/\dot{q} + B \cdot 1/\dot{q}^2 \quad (1)$$

式中 τ_{CD} 是化学扩散及反应所需时间,它与压力成反比。 A 、 B 都是常数。此公式反映了与本试验结果相同的规律,结果表明最佳 $\dot{q}$ 值的存在,无限地增大 $\dot{q}$ 值并不能继续降低 τ_{ig} 值。

由图2可见 E_{ig} 随 $\dot{q}$ 增大而减小,在最佳点火热流密度处所需 E_{ig} 最小。能量小于最小 E_{ig} 值时,推进剂不能点燃。由此可见,点火热流密度是影响推进剂点火过程的重要参数^[3]

二、理论点火模型

本模型(图3)主要根据复合推进剂进行包括气相反应和异相反应的综合点火理论分析^{[4], [5]}。因点火能源是单纯辐射热源,试件径向尺寸较小,异相反应的作用不可忽略,同时发生表面和表面层内的反应,如氧化剂颗粒的分解和气化。

1. 假设条件: (1) ρ_g 、 ρ_s 为常量; (2) 气体质量扩散系数相等且为常数,等于热扩散系统; (3)

化学反应: (粘合剂) + n (氧化剂) = $(n+1)$ 产物; (4)

气相反应为一步不可逆Arrhenius二级反应; (5) 固相入射辐射能吸收满足Beer定律; (6)

2. 试验条件: 四种推进剂试件, 丁羟 B-820, 双铅-2, 双镁-3, 铝粉+过氯酸钾。试件尺寸规格均为直径10mm, 厚度5mm的圆柱体。试验参数: 点火热流密度在本试验设备低档工作范围 $3.6\text{--}22\text{Cal/cm}^2\text{sec}$, 环境气体为空气, 环境压力的 10^5N/m^2 , 试件初温为 25°C 。

3. 试验结果和分析: 四种推进剂的试验结果整理成图2曲线。试验结果表明, 点火延迟时间随点火热流密度的增大而减小, 且存在着能够点燃推进剂的最小点火热流密度。在环境压力和环境气体不变时, 可以认为点火热流密度的变化并不引起质量扩散过程的明显改变, 因而其影响主要是改变了推进剂加热过程。当点火热流密度较小时, 惰性加

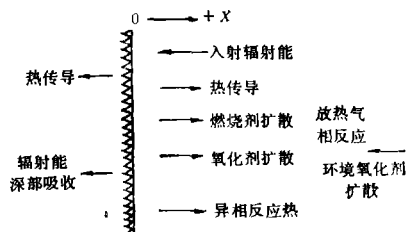


图3 点火模型

推进剂为氧化剂、粘合剂均匀混合体, 假设点火期间表面保持不动; (7) 气相区气体为滞止气体, 不计对流传热传质效应; (8) 表面异相反应对氧化剂是 m 级, 对粘合剂是 o 级, 且由 Arrhenius 公式描述; (9) 氧化剂、粘合剂分解均为 o 级反应, 并可用 Arrhenius 公式表示。氧化剂是放热分解, 粘合剂是吸热分解; (10) 气相为透明气体, 不吸收辐射能, 固相有一定透明度, 发生深层吸收, 不考虑光化学作用。

2. 控制方程及边界条件: 可列出固相和气相热平衡方程如, (2)(3)式, 气相氧化剂和粘合剂扩散方程如(4)(5)式, 边界热流连续方程($x=0$)如(6), 边界氧化剂和粘合剂分解条件为(7)(8)式

$$\partial T_p / \partial t = \alpha_p \partial^2 T_p / \partial x^2 - q_v Z_p / C \exp(-E_f / RT_p) + \dot{q} \beta / \rho_p c \exp(-\beta x) \quad (2)$$

$$\partial T_g / \partial t = \alpha_g \partial^2 T_g / \partial x^2 + q_c Z_g / \rho_g C_g C_{ox} C_F \exp(-E_g / RT_g) \quad (3)$$

$$\partial C_{ox} / \partial t = D \partial^2 C_{ox} / \partial x^2 - n Z_g C_{ox} C_F \exp(-E_g / RT_g) \quad (4)$$

$$\partial C_F / \partial t = D \partial^2 C_F / \partial x^2 - Z_g C_{ox} C_F \exp(-E_g / RT_g) \quad (5)$$

$$-K_p \partial T_p / \partial x = -K_g \partial T_g / \partial x + (-q_{ox}) \rho_{ox} Z_{ox} \exp(-E_{ox} / RT_s) + (q_s) C_{ox}^m Z_s \exp(-E_s / RT_s) + q_v \rho_f Z_p \exp(-E_f / RT_s) \quad (6)$$

$$-D(\partial C_{ox} / \partial x) = \rho_{ox} Z_{ox} \exp(-E_{ox} / RT_s) - C_{ox}^m Z_s \exp(-E_s / RT_s) \quad (7)$$

$$-D(\partial C_F / \partial x) = \rho_f Z_p \exp(-E_f / RT_s) \quad (8)$$

初始条件: $T(x, 0) = T_s(x, 0) = T_o$, $C_{ox}(x, 0) = C_{oxo}$, $C_F(x, 0) = 0$

3. 理论着火判据的确定: 由于推进剂中氧化剂的活化能高于粘合剂很多, 因而着火瞬间系统是贫氧富燃的。由于粘合剂先分解, 因而气相化学反应的时间临界值主要决定于氧化剂的分解, 即点火过程主要由气相能量方程和氧化剂扩散方程支配。固定时间 $t = t'$ 时刻, 则上述两个支配方程就只是 x 的函数, 积分, 经整理后得系统点燃能维持火焰的点火临界条件为

$$\alpha_g (\partial T_g / \partial x) \Big|_0^\infty + \int_0^\infty R(x, t) dx \geq 0$$

$$D(\partial C_{ox} / \partial x) \Big|_0^\infty - n \rho_g C_g / q_c \int_0^\infty R(x, t) dx \geq 0$$

式中 $R(x, t) = (q_c / \rho_g C_g) Z_g C_{ox} C_F \exp(-E_g / RT_g)$

整理后, 得着火判据

$$(\partial T_g / \partial x)_{x=0} - (q_c / n \rho_g C_g \alpha_g) \rho_{ox} Z_{ox} \exp(-E_{ox} / RT_s) [1 - (C_{ox}^m Z_s / \rho_{ox} Z_{ox}) \exp(-E_s / RT_s) / \exp(-E_{ox} / RT_s)] \geq 0 \quad (9)$$

4. 计算结果及分析: 本文利用丁羟复合推进剂的物理化学参数计算出气、固相温度分布及气相氧化剂、粘合剂浓度分布。再根据着火判据算出点火延迟时间及所需能量, 计算结果整理成图 4。由此看出, 在一定的初温和环境压力下, τ_{ig} 随着 $\dot{q}$ 减小而增大, 并存在最小 $\dot{q}$ 值极限, 当 $\dot{q}$ 小于该值时, 推进剂不能点着。

图 5 表示气、固相温度分布随时间的变化规律。由图可见, 在推进剂表面处, 点燃时 $\partial T / \partial x$ 变号, 这是符合着火判据所预言的规律。由于化学反应加速, 气相温度升高速率逐渐加快, 始于 $T_g > T_s$, 开始由气相向推进剂反馈加热, 满足着火条件, 导致推进剂点燃 (见图 6)。

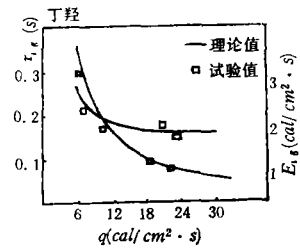


图 4 丁羟点火延迟, 点火能量曲线

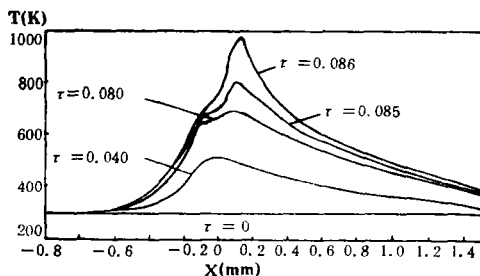


图 5 温度分布曲线

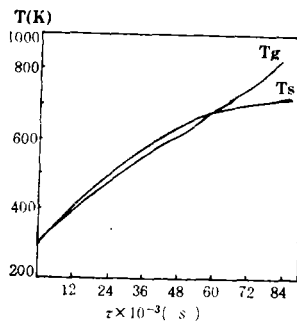


图 6 温度变化曲线

$\bar{P} = 0.1 \text{ MPa}$, $T = 298 \text{ K}$, $\dot{q} = 25 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{s}$ (T_s 为表面温度, T_g 为表面附近气相温度)

由图 7 可见, 点火热流密度的变化对温度分布影响很大。在 $\dot{q}$ 较大时, 反应区 (靠近温度峰值) 离推进剂表面较远; 而 $\dot{q}$ 较小时, 反应区离推进剂表面很近。这是由于高 $\dot{q}$ 时, 表面温度高而粘合剂分解多, 产生较大的粘合剂喷射速率, 致使反应区被吹离表面远些。

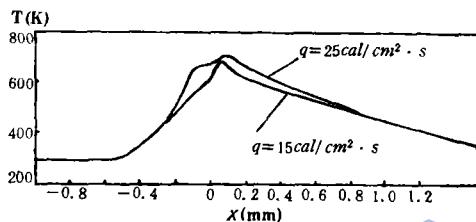


图 7 热流密度对温度分布的影响曲线

由图 4 还可见, 理论计算所得的点火规律与试验结果相同, 说明点火特性的预估在主要方面是正确的, 计算数据与试验结果吻合得较好, 因而该理论模型可以用于预估类似试验条件下复合推进剂的点火规律。对造成计算与试验结果差异的主要原因有计算所选择的物化参数的近似性和试验数据误差等。

三、结 论

利用 CO_2 激光点火试验设备对几种推进剂行了常温、常压下的点火试验, 获得了重复性较好的试验数据。结合辐射点火及设备的实际情况提出一个适用于复合推进剂的点火模型, 计算结果与试验结果相吻合, 说明该模型可以用于预估复合推进剂的点火性能。

试验和计算结果都表明点火热流密度对点火延迟时间影响很大, $\dot{q}$ 越大, τ_{ig} 越小。存在着能够点燃推进剂的最小 $\dot{q}$ 值。当 $\dot{q}$ 增大到一定值以后, $\dot{q}$ 对 τ_{ig} 的影响就减小了。

气相反应在点火过程中起重要作用。推进剂对辐射能的深部吸收, 在热流密度较小时不能忽略。表面温度梯度的变号, 说明了热量传递方向的改变, 这个变号是着火的必要条件。

参 考 文 献

- [1] Rosser, W. A., Fishman, N. and Wise, N., "Ignition of Simulated Propellants Based on Ammonium Perchlorate", AIAA Journal Vol. 19 Sept 1966.
- [2] Ohlemiller, T. L. and Summerfield, M., "A Critical Analysis of Arc Image Ignition of Solid propellants", AIAA Journal Vol. 6 No. 5, May 1968.
- [3] Shemon L. J., "Composite Solid propellant Ignition by Radiant Energy", AIAA Journal, Vol. 8 Feb. 1970, PP346-353.
- [4] Takashi Kashiwagi, "A Radiative Ignition Model of a Solid Fuel. Combustion. Science and Technology 1974 Vol. 8.
- [5] M. Kumar等, "一个包括气相和亚表面反应的过氯酸铵复合推进剂的点火模型" 译文, 国外固体火箭技术. 83, 2。

About 50 specimens of aluminum alloy LY12-CZ have been tested and the results show that both the minor-cycle frequency and force amplitude have a detrimental effect on crack initiation life.

A ratchetting phenomenon appeared as the minor-cycle frequency was lowered to 10Hz. It is probably a "deformation failure" in this case.

A STUDY ON IGNITION OF SOLID PROPELLANT BY CO₂ LASER

Ji Qiuying, Li Lu, Zhao Yuanxin

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

Experimental research and theoretical analysis have been carried out by means of a CO₂ laser as the radiation source to heat the test samples at atmospheric pressure and temperature. The ignition delay of each of the test samples was measured as a function of radiation intensity. According to the experimental observation and theoretical analysis, a comprehensive model of ignition for composite solid propellant is established which takes into account the effects of the gas-phase reaction, the oxidizer release, the heterogeneous reaction and the polymer fuel pyrolysis in the depth of the propellant. The results of theoretical analysis come to quite a good agreement with the corresponding experimental data. Both experimental and computational results show that the ignition delay decreases with increasing radiant heat flux. The minimum and the optimum values of heat flux appear to exist. The criterion of ignition is deduced.

AN OPTIMIZATION DESIGN OF ENERGY CHARACTERISTICS OF COMPOSITE SOLID PROPELLANTS

Tian Deyn and Yang Bin

(National University of Defence Technology)

Abstract

The free energy minimization technique is adopted for calculation of theoretical rocket performance under equilibrium flow conditions. According to optimization theory, the direct search method is employed in combination with a computer program. A composite solid propellant ingredient is chosen for maximum specific impulse and maximum characteristic velocity. The numerical results obtained agree fairly well with the results obtained by graphical method for determining the optimum composition of solid propellant systems.